



⑮ BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENT- UND
MARKENAMT

⑫ **Off nlegungsschrift**
⑩ **DE 198 04 232 A 1**

⑤⑦ Int. Cl.⁶:
F 02 K 9/64
F 02 K 9/97

⑳ Aktenzeichen: 198 04 232.9
㉔ Anmeldetag: 4. 2. 98
㉕ Offenlegungstag: 19. 8. 99

DE 198 04 232 A 1

㉑ Anmelder:
DaimlerChrysler AG, 70567 Stuttgart, DE

㉒ Erfinder:
Schmidt, Günther, Prof. Dr., 82024 Taufkirchen, DE;
Beyer, Steffen, Dipl.-Ing., 81667 München, DE

⑤⑥ Entgegenhaltungen:

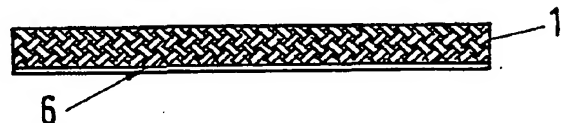
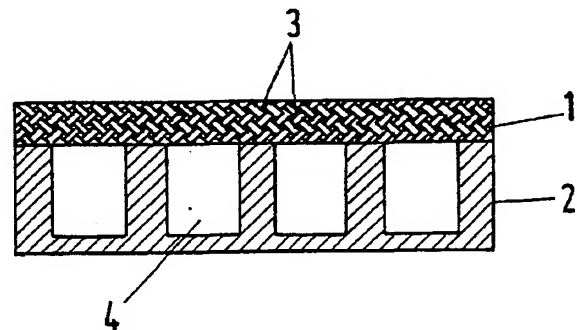
DE 40 15 204 C1
DE 35 35 779 C1
DE 41 15 403 A1
DE 31 36 252 A1
J00-3 027 43 18a A
J01-0 019 48 64a A

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

⑤④ Brennkammer für Hochleistungstriebwerke und Düsen

⑤⑦ Die Brennkammer für Hochleistungstriebwerke bzw. Düsen von Flugkörpern besteht aus einem Außenmantel und aus einem mit den heißen Gasen in Verbindung stehenden inneren Grundkörper, der mit einer Vielzahl von Kühlkanälen versehen ist; der Außenmantel besteht aus Langfaser-C/SiC und der innere Grundkörper besteht aus Kurzfaser-C/SiC.



DE 198 04 232 A 1

Beschreibung

Die Erfindung betrifft eine Brennkammer für Hochleistungstriebwerke und Düsen von Flugkörpern, insbesondere Raketen, bestehend aus einem äußeren Druckkanal und aus einer mit den heißen Gasen in Berührung stehenden inneren Wand, die mit einer Vielzahl von Kühlkanälen versehen ist.

In der DE 35 35 779 ist eine Schubdüse für ein Hochleistungstriebwerk beschrieben, beispielsweise für Trägerraketen oder wiederverwendbare Raumflugzeuge, das eine rotationssymmetrische Kontur aufweist. Der kreisförmige Querschnitt verjüngt sich ausgehend von der Brennkammer in Richtung des Engquerschnitts, um sich anschließend wieder zu erweitern. Eine derartige rotationssymmetrische Kontur ist fertigungstechnisch einfach und ermöglicht eine effektive Aufnahme der Gaskräfte.

Wegen der hohen Temperatur von ca. 3000°C muß jedoch die Schubdüse wirkungsvoll gekühlt werden. Dies geschieht bei der bekannten Schubdüse, die aus einem inneren Mantel aus einer Kupferlegierung besteht, dadurch, daß in dem inneren Mantel in Umfangsrichtung oder in Axialrichtung Kühlkanäle vorgesehen sind, die von einem Kühlmedium, z. B. dem in der Schubdüse zu verbrennenden flüssigen Wasserstoff durchströmt und damit gekühlt werden. Außen ist dieser innere Mantel von einem Stützmantel fugenlos umgeben, der die Gasdruckkräfte aufnimmt. Dieser Stützmantel muß eine hohe Zugfestigkeit aufweisen, während wegen der innen angeordneten Kühlung die Wärmefestigkeit von geringerer Bedeutung ist.

Es sind Bestrebungen zur Entwicklung von Hyperschall-Flugzeugen im Gange, die ebenfalls eine derartige Schubdüse aufweisen. Diese Schubdüsen müssen einen hohen Wirkungsgrad bei der Schuberzeugung aufweisen, wobei mehrere Triebwerke nebeneinander anzuordnen sind. Zur Erreichung dieser Forderungen wurden bereits Schubdüsen vorgeschlagen, deren Querschnittskontur von rundem Querschnitt im Bereich der Brennkammer zu rechteckigem Querschnitt im Bereich des Düsenaustritts oder sogar des Düsenengquerschnitts übergeht.

Die wiederum bedeutet, daß die Düsenwandung eine komplizierte, gekrümmte Gestalt annimmt. Einerseits muß der relativ weiche innere Mantel eine formgenaue Innenkontur aufweisen, um eine optimale Durchströmung zu erzielen, andererseits muß der Stützmantel aus Festigkeitsgründen so formsteif sein, daß eine Anpassung an die Form des inneren Mantels nicht möglich ist. Die Herstellung der beiden Mäntel mit einer derart hohen Formgenauigkeit ist bei der komplizierten Geometrie jedoch fertigungsbedingt sehr aufwendig.

Ein weiterer Nachteil ist darin zu sehen, daß nach dem Zusammenfügen der beiden Mäntel möglicherweise Hohlräume verbleiben, die im Betrieb zu Verformungen und Rissen und somit zum Ausfall führen können.

Aus der DE 40 15 204 ist zur Vermeidung dieser Nachteile eine Schubdüse für ein Flugtriebwerk bekannt, mit einem inneren, mit einer Anzahl Kühlkanäle versehenen Mantel hoher Wärmeleitfähigkeit, der von außen von einem festen Stützmantel umgeben ist, wobei zwischen dem inneren Mantel und dem Stützmantel eine eingegossene Zwischenschicht vorgesehen ist. Dadurch werden Fertigungstoleranzen des inneren Mantels und des Stützmantels ausgeglichen, so daß die Anforderungen an die Formgenauigkeiten der beiden Mäntel verringert werden kann.

Die DE 41 15 403 offenbart eine Düsenwand für Expansionsrampen und Heißgasdüsen, die aus einer dem Heißgas abgewandten äußeren Tragstruktur und einer mehrschichtigen Innenstruktur mit voneinander beabstandeten, dem Heißgas zugewandt verlaufenden Kühlkanälen besteht. Zur

Erzielung eines hohen Schubes und einer einfachen Um-schaltbarkeit zwischen den Triebwerksarten eignen sich Schubdüsen besonders in Rechteckbauweise. Düsenwände solcher Schubdüsen sind jedoch hohen Druckkräfte und Temperaturen ausgesetzt. Im Gegensatz zu Wänden von kreisrunden Düsen verursachen die Druckkräfte in ebenen Düsenwänden von Rechteckdüsen oder Brennkammern hohe Biegemomente. Daher können Verwölbungen oder Verspannungen in der Schubdüse entstehen, die eine bestimmungsgerechte Funktion der Schubdüse gefährden. Erschwerend wirkt sich zudem der sogenannten Bimetalleffekt aus, aufgrund der Temperaturunterschiede innerhalb der mehrschichtigen Wand. Um Schubverluste und Leckageströme zu vermeiden, sind daher formstabile, gekühlte Wände erforderlich.

Diese bekannte Düsenwand weist daher eine Innenstruktur auf, die aus einer vom Heißgas beaufschlagten Wärmeleitschicht und einer hitzebeständigen Gleitschicht besteht, wobei die Kühlkanäle in der Wärmeleitschicht eingebettet sind und diese mit der Tragstruktur mittels mehrerer, die Gleitschicht durchdringende Halteelemente elastisch verbunden ist. Die Gleitschicht kann dabei aus einem Keramikgranulat bestehen, während die Wärmeleitschicht aus Kupfer besteht.

Die Halteelemente können in Form von Röhrchen ausgebildet sein, wobei jedoch aufgrund einer erforderlichen Mindeststeifigkeit kein ausreichender Dehnweg zur Verfügung steht, wenn die Schubdüse den bei Hochleistungstriebwerken üblichen extremen thermischen Belastungen ausgesetzt wird. Aufgrund der hohen thermisch induzierten Spannungen mit beträchtlichen plastischen Dehnungen wird die Lebensdauer stark begrenzt.

Diese Begrenzung beruht auf einem Versagen, z. B. einer Rissbildung in der Brennkammerwand nach einer begrenzten Anzahl von Lastzyklen und entsprechender plastischer Verformung und kriechen aufgrund der thermisch behindernden Dehnungen, d. h. den Sekundärspannungen aufgrund der hohen thermisch induzierten Spannungen (ca. 80% der Gesamtbelastung).

Dadurch werden nicht nur die Wiederverwendbarkeit stark begrenzt, sondern auch die Gesamtkosten des Trägersystems erhöht; Impulsverluste und Überbeanspruchung der Triebwerkskomponenten (einschl. des bekannten Turbopumpens) treten während des Triebwerkbetriebes durch Rissbildung auf.

Auch wenn andere Zwischenmaterialien zwischen der Heißgaswand und der Außenstruktur verwendet werden, wie z. B. gesintertes Aluminium oder geschäumte Aluminiumwerkstoffe, die hohe Deformationen aufnehmen können, treten irreversible Deformationen im plastischen Bereich auf, so daß dies nur zu Einwege-Konzepten führt.

Die bekannten Werkstoffe für Stützelemente zwischen der Heißgaswand und der diese umgebenden Außenstruktur, die durch Querdehnung ein definiertes Nachgeben bei Betrieb des Hochleistungstriebwerks bewirken sollen, weisen keine ausreichende elastische Dehnung auf.

Die DE 31 36 252 beschreibt eine keramische Brennkammerwandung für Brennerköpfe und Brennkammern, die in Antriebs- und Verbrennungsaggregaten eingebaut werden, wobei die Brennkammerwand des Verbrennungsraumes ein integrierter Bestandteil eines keramischen Wärmetauschers mit ein- oder mehrgängigen Strömungskanälen ist. Mit Hilfe von Strangzieh-, Folien- und Wickeltechnik können solche Brennkammerwandungen mit Gleich-, Gegen- und Querstromwärmetauschern gefertigt werden, wie sie sonst in metallischer Ausführung hergestellt werden. Als Material für die Brennkammerwandung wird darin Siliziumcarbid oder Siliziumnitrid vorgeschlagen.

Aufgabe der vorliegenden Erfindung ist es, eine Brennkammer für ein Hochleistungstriebwerk und für Düsen von Flugkörpern vorzuschlagen, die eine wesentliche Erhöhung der Lebensdauer aufweist, so daß eine hohe Anzahl von thermischen Zyklen der Brennkammer möglich ist, bei verbesserter Zuverlässigkeit und Funktionsfähigkeit.

Der erfindungsgemäße Aufbau der Brennkammer bietet eine Vielzahl von Vorteilen. Im Gegensatz zur Verwendung von Metall, das durch eine große Masse, eine große elastische Verformung und damit eine geringe Lebensdauer gekennzeichnet ist, führt die erfindungsgemäße Verwendung von C/SiC mit seiner geringen Masse und seiner geringen plastischen Verformung aufgrund der sehr niedrigen thermischen Dehnung zu einer hohen Lebensdauer.

Der Außenmantel, vorzugsweise aus dem anisotropen Langfaser-2D-C/SiC kann entweder gewickelt werden oder in Form von Prepregs hergestellt werden.

Der innere Grundkörper aus dem isotropen Kurzfaserc/SiC ist problemlos mechanisch bearbeitbar, so daß die Kühlkanäle in diesem inneren Grundkörper eingefräst werden können. Ferner bietet die Verwendung von Kurzfaserc/SiC noch die folgenden Vorteile:
eine monolithische Leichtbauweise,
eine sehr hohe und einstellbare Steifigkeit,
eine geringe Dichte,
eine leicht und endformnahe Bearbeitung/Formgebung im Grünzustand (z. B. durch Drehen),
eine hohe Thermoschockbeständigkeit,
eine hohe Wärmeleitfähigkeit,
einen geringen thermischen Ausdehnungskoeffizienten,
eine hohe chemische Beständigkeit,
kein Kriechen unter mechanischer Belastung,
relativ niedrige Rohstoffkosten und geringe Herstellungskosten.

Im folgenden wird die Erfindung anhand der Zeichnung näher erläutert, in der schematisch ein Schnitt durch einen Teil der Brennkammer dargestellt ist.

Es zeigen

Fig. 1 einen Teil der Brennkammer im betriebsfertigen Zustand,

Fig. 2A bis 2C verschiedene Schritte bei der Herstellung der erfindungsgemäßen Brennkammer und

Fig. 3A und 3B vergrößerte Darstellungen eines Teils einer Brennkammer.

In den Figuren ist mit 1 der Außenmantel der Brennkammer bezeichnet, der sämtliche mechanische Lasten aufnimmt und der erfindungsgemäß aus einem anisotropen Langfaser-C/SiC besteht, vorzugsweise einem Langfaser-2D-C/SiC, welches, wie es durch 3 angedeutet ist, gewickelt sein kann; es ist genauso gut möglich, den Außenmantel 1 als Prepreg herzustellen.

Mit 2 ist der innere Grundkörper bezeichnet, der erfindungsgemäß aus einem isotropen Kurzfaserc/SiC besteht, welches leicht mechanisch bearbeitbar ist, so daß die für die Kühlfunktion notwendigen Kühlkanäle 4 ohne weiteres eingefräst werden können.

Fig. 2A zeigt Außenmantel und inneren Grundkörper getrennt voneinander; bei einem vorteilhaften Ausführungsbeispiel wird auf der dem inneren Grundkörper 2 zugewandten Seite des Außenmantels 1 eine Schicht 6 aus Cr_2O_3 oder Al_2O_3 aufgebracht.

Ebenfalls vor dem Zusammenfügen der beiden Bauteile wird auf den Oberseiten 5 der mit dem Außenmantel 1 zu verbindenden Abschnitte des inneren Grundkörpers 2 nach der Herstellung der Kühlkanäle 3 eine SiC-Schicht vorzugsweise mittels CVD (chemische Dampfabcheidung) aufgebracht.

Wie Fig. 2B erkennen läßt, entsteht nach der Verbindung

von Außenmantel 1 und innerem Grundkörper 2 die fertige Brennkammer, wobei an den Verbindungsstellen der beiden Bauteile ein formschlüssiges keramisches Verlöten ($\text{Al}_2\text{O}_3 + \text{SiC} = \text{Silikat}$) entsteht, wie es durch V angedeutet ist.

Bei der in Fig. 2C dargestellten Variante erhält man eine formschlüssige Verbindung V' zwischen Außenmantel 1 und den Oberseiten 5 der mit ihm in Berührung stehenden Abschnitte des inneren Grundkörpers 2 durch gleichzeitige Infiltration von Kurzfasern und Langfasern mit Silizium.

Fig. 3A zeigt einen Teil einer herkömmlichen Brennkammerwandstruktur aus Cu, Ag, Zr in Integralbauweise mit einer Regenerativkühlung mit LH_2 , bei der die typischen Temperaturbelastungen eingezeichnet sind, um so die plastische Gesamtverformung für diese Werte zu ermitteln. Mit den angegebenen Temperaturen erhält man eine plastische Verformung durch den Temperaturgradienten in der Innenwand

von:	0,37%
eine plastische Verformung durch die Temperaturdifferenz zwischen Innen- und Außenwand	1,33%
und damit eine plastische Gesamtverformung von	1,70%

Fig. 3B zeigt eine Brennkammerwandstruktur aus C/SiC in Integralbauweise und Regenerativkühlung mit LH_2 , wobei bei den eingezeichneten typischen Temperaturbelastungen die folgenden Werte erhalten werden:

elastische Verformung durch den Temperaturgradienten in der Innenwand	0,30%
plastische Verformung durch die Temperaturdifferenz zwischen Innen- und Außenwand	0,55%
und damit eine plastische Gesamtverformung von	0,85%

Damit ist in beiden Fällen von gleichen Wärmeübergangsbedingungen auf der Heißgas- und Kühlseite für beide Strukturen ausgegangen worden, in etwa entsprechend der thermischen Belastung, die bei einem Wasserstoff/Sauerstofftriebwerk mit Brennkammerdrücken über 220 bar als Spitzenwert im Düsenhals auftritt.

Man erkennt also, daß der Vorteil der erfindungsgemäßen Gestaltung einer Brennkammerstruktur aus C/SiC in der stark reduzierten plastischen Verformung gegenüber Metallstrukturen besteht, woraus eine deutlich erhöhte Lebensdauer resultiert.

Obwohl die Wärmeleitfähigkeit der inneren Keramikstruktur nur maximal 1/3 der von Cu-Legierungen beträgt, wird durch den geringeren thermischen Ausdehnungskoeffizienten die plastische Verformung etwa halbiert, wie aus den zu den Fig. 3A und 3B gehörenden Daten folgt.

Für das angegebene Zahlenbeispiel ist eine extrem hohe thermische Wandbelastung von etwa 120 MW/m^2 angenommen, d. h. ein Spitzenwert, der bei Wasserstoff/Sauerstofftriebwerken und Brennkammerdrücken von über 220 bar im Düsenhals lokal auftreten kann.

Bei niedrigeren Brennkammerdrücken, wie z. B. bei dem bekannten Vulcain-Triebwerk, halbieren sich die thermischen Belastungen annähernd, so daß mit einer erfindungsgemäßen Keramikstruktur hier weitgehend nur Verformungen in der Nähe des elastischen Bereiches auftreten.

Eine Lebensdauersteigerung der erfindungsgemäß ausgestalteten Brennkammer gegenüber der herkömmlichen aus Cu-Legierungen bestehenden Brennkammer um mindestens

das Zehnfache, wie sie für wiederverwendbare Träger erforderlich ist, kann erzielt werden.

Patentansprüche

1. Brennkammer für ein Hochleistungstriebwerk und eine Düse von Flugkörpern, insbesondere Raketen, bestehend aus einem Außenmantel und aus einem mit den heißen Gasen in Verbindung stehenden inneren Grundkörper, der mit einer Vielzahl von Kühlkanälen versehen ist, **dadurch gekennzeichnet**, daß der Außenmantel (1) aus Langfaser-C/SiC und der innere Grundkörper (2) aus Kurzfaser-C/SiC besteht. 5
2. Brennkammer nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die dem inneren Grundkörper (2) zugewandte Seite des Außenmantels (1) mit einer Cr_2O_3 -Schicht (6) versehen ist. 10
3. Brennkammer nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die dem inneren Grundkörper (2) zugewandte Seite des Außenmantels (1) mit einer Al_2O_3 -Schicht (6) versehen ist. 15
4. Brennkammer nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die Oberseiten der mit dem Außenmantel (1) verbundenen Abschnitte (5) des inneren Grundkörpers (2) mit einer SiC-Schicht versehen sind. 20 25

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

30

35

40

45

50

55

60

65

Fig.1

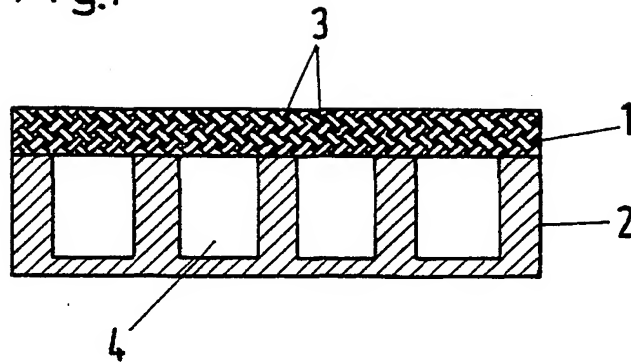


Fig.2a

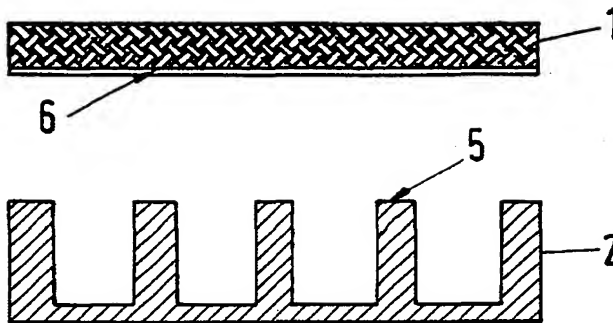


Fig.2b

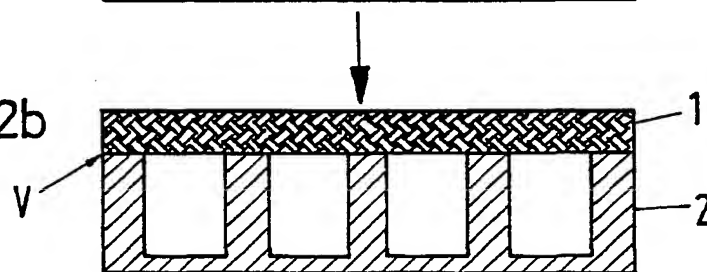


Fig.2c

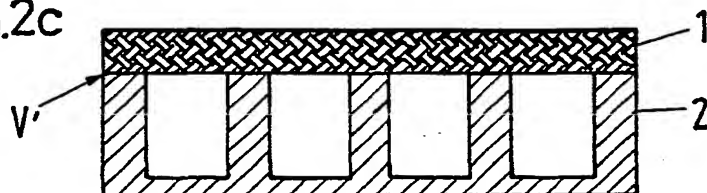


Fig.3a

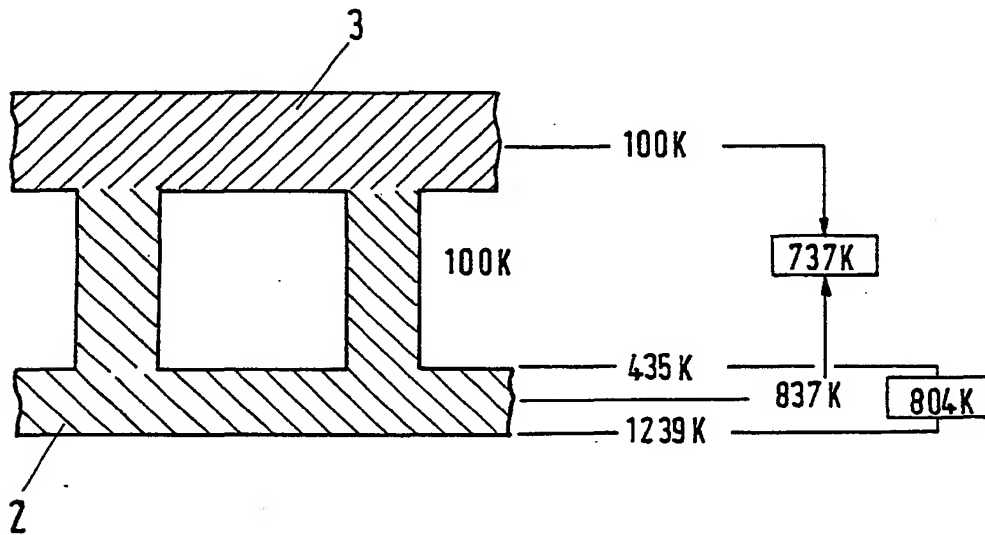
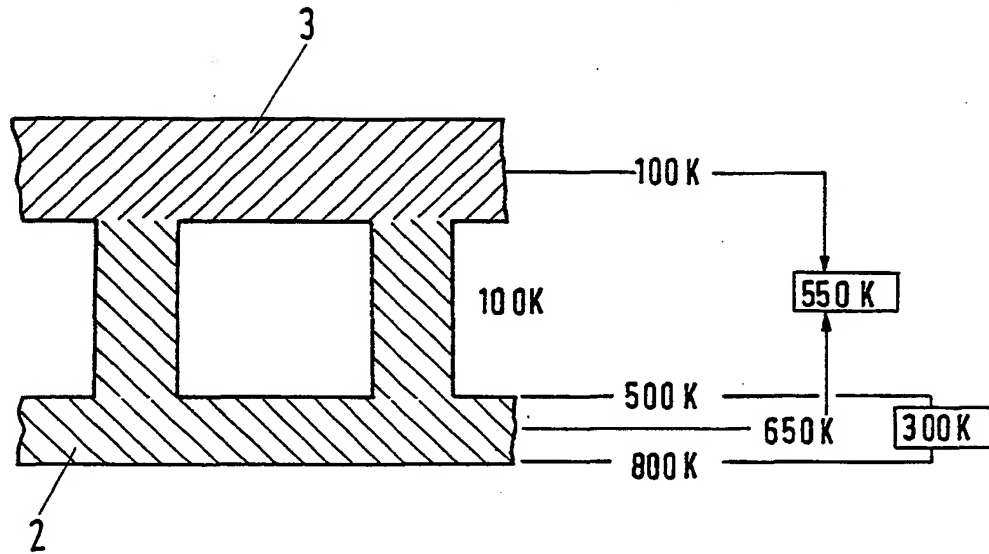


Fig.3b